

---

UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

Second Semester Examination  
2013/2014 Academic Session

June 2014

**ESA 344/2 – Propulsion Systems**  
***[Sistem Dorongan]***

Duration : 2 hours  
*[Masa : 2 jam]*

---

Please ensure that this paper contains **FIVE (5)** printed pages and **THREE (3)** questions before you begin examination.

*[Sila pastikan bahawa kertas soalan ini mengandungi **LIMA (5)** mukasurat bercetak dan **TIGA (3)** soalan sebelum anda memulakan peperiksaan].*

**Instruction** : Answer **ALL** questions.

**Arahan** : Jawab **SEMUA** soalan].

Student may answer the questions either in English or Bahasa Malaysia.

*[Pelajar boleh menjawab soalan dalam Bahasa Inggeris atau Bahasa Malaysia].*

Each question must begin from a new page.

*[Setiap soalan mestilah dimulakan pada mukasurat yang baru].*

In the event of any discrepancies, the English version shall be used.

*[Sekiranya terdapat sebarang percanggahan pada soalan peperiksaan, versi Bahasa Inggeris hendaklah diguna pakai].*

1. All symbols have their usual meaning  
 Unless specified otherwise:  $T_a=288\text{K}$ ,  $P_a=101\text{kPa}$   
 Cold (compressors and heat exchangers)  $C_p$  and  $\gamma$ :  $1000\text{ J/kg/K}$  and  $1.4$  respectively  
 Hot (combustors, turbines and reheat)  $C_p$  and  $\gamma$ :  $1150\text{ J/kg/K}$  and  $1.333$  respectively  
 Unless specified otherwise, turbomachinery efficiencies are isentropic.

The following are the design parameters of a two spool gas generator at ISASLS:

LPC and HPC pressure ratio	6	TET	1728 K
Compressor and turbine efficiencies	0.87	FCV	43 MJ/kg
Combustor pressure loss (% of CDP)	5	Mass flow	120 kg/s

- [a] Make a sketch of the above gas generator **(5 marks)**
- [b] Calculate the thrust and Specific Fuel Consumption (SFC) of a turbojet fitted with the above gas generator and a convergent nozzle. **(20 marks)**
- [c] Draw a T-s diagram of a cycle with intercooling and discuss the advantages and disadvantages of the engine. **(5 marks)**
- [d] Explain and discuss component efficiencies and their effect on gas turbines. Draw a T-s diagram to support your discussion. **(15 marks)**

2. [a] For stationary gas turbines, describe the basic routes employed for “Dry Low Emissions” combustion system. Discuss the relative advantages and limitations of the designs identified.

**(10 marks)**

- [b] For aero gas turbines, how does “water injection” help reduce  $\text{NO}_x$  emissions? Approximately, how much water needs to be injected and where? What is the level of  $\text{NO}_x$  typically achievable? Identify limitations or concerns in using “water injection”. What other implications would you suggest need to be considered?

**(10 marks)**

3. The first stage of a two-stage medium lift launch rocket must accelerate Stage 2 and its payload to a velocity of 2400 m/s. Assume that the first stage follows a vertical trajectory where drag and variations in gravity can be neglected and that the initial mass of the second stage and payload is 50,000 kg. Also assume that the maximum allowable acceleration during this phase of the launch is 5 g's. In addition, use the following data.

Fuel =  $\text{H}_2$  (specific gravity=0.08); Oxidizer =  $\text{O}_2$  (specific gravity=1.14); Fuel-Oxidizer mixture = 3 kg of  $\text{O}_2$  per kg of  $\text{H}_2$ ;  $I_{sp} = 260$  s; Motor mass =  $3 \times 10^{-4}$  kg per Newton of takeoff thrust; Stage 1 guidance equipment mass = 50 kg; Tank mass = 3% of propellant mass; Propellant tanks L-to-D ratio = 10-to-1

Considering a constant thrust rocket, calculate the following:

- [a] Mass of oxidizer, fuel and propellant tanks.

**(9 marks)**

- [b] Mass of motors and the entire vehicle at liftoff, and takeoff thrust.

**(8 marks)**

- [c] Length and diameter of the fuel and oxidizer tanks (assume both tanks have the same diameters).

**(8 marks)**

- [d] Time to burnout and altitude of rocket at burnout.

**(10 marks)**

1. Setiap simbol mempunyai makna yang biasa  
 Melainkan jika dinyatakan sebaliknya:  $T_a=288K$ ,  $P_a=101kPa$   
 Sejuk (pemampat dan penukar haba)  $C_p$  dan  $\gamma$  masing-masing adalah:  $1000 J/kg/K$  dan  $1.4$   
 Panas (pembakar, turbin dan pemanas semula)  $C_p$  dan  $\gamma$  masing-masing adalah:  $1150 J/kg/K$  dan  $1.333$   
 Melainkan jika dinyatakan sebaliknya, kecekapan turbo mesin adalah seentropi

Berikut merupakan parameter-parameter berkaitan untuk rekabentuk sebuah penjana gas dua kili ketika ISASLS:

Nisbah tekanan LPC dan HPC	6	TET	1728 K
Kecekapan pemampat dan turbin	0.87	FCV	43 MJ/kg
Kehilangan tekanan pembakar (% daripada CDP)	5	Aliran jisim:	120 kg/s

- [a] Buat lakaran untuk penjana gas di atas  
**(5 markah)**
- [b] Kira tujahan dan bahan api kuasa tertentu untuk sebuah jet turbo yang dipasang dengan penjana gas di atas dan sebuah muncung tumpu.  
**(20 markah)**
- [c] Lukiskan gambarajah  $T-s$  diagram untuk sebuah kitaran penyejuk dan bincangkan kebaikan dan keburukan kitaran tersebut.  
**(5 markah)**
- [d] Terangkan dan bincangkan tentang kecekapan komponen dan kesan-kesannya kepada gas turbin. Lukiskan gambarajah  $T-s$  untuk menyokong perbincangan tersebut.  
**(15 markah)**

2. [a] Untuk turbin gas yang pegun, terangkan bagaimana sistem pembakaran “**Dry Low Emissions**” berfungsi. Bincangkan faedah-faedah dan had-had rekabentuk tersebut.

(10 markah)

- [b] Untuk turbin gas aero, bagaimana “suntikan air” membantu mengurangkan penghasilan  $\text{NO}_x$ ? Secara anggaran, berapa banyakkah air yang diperlukan untuk disuntik dan di mana? Kebiasaannya, apakah aras  $\text{NO}_x$  yang boleh diperolehi. Apakah had-had atau perkara-perkara yang membimbangkan dalam penggunaan “suntikan air”. Cadangkan apakah masalah-masalah lain yang kamu fikirkan perlu diberi perhatian?

(10 markah)

3. Fasa pertama daripada dua fasa sebuah roket daya tujuh sederhana harus memecut fasa kedua dan muatan kepada halaju 2400 m/s. Anggap fasa pertama mempunyai pergerakan menegak dan abaikan daya rintangan dan graviti serta anggap jisim asal fasa kedua dan muatannya adalah 50,000 kg. Juga anggap kadar pecutan maksima yang dibenarkan adalah 5 g serta menggunakan data-data berikut:

Bahanapi =  $\text{H}_2$  (gravity tentu=0.08); Pengoksida =  $\text{O}_2$  (graviti tentu =1.14); Campuran Bahanapi-Pengoksida = 3 kg  $\text{O}_2$  per kg  $\text{H}_2$ ;  $I_{sp} = 260$  s; Jisim motor =  $3 \times 10^4$  kg per Newton tujuh berlepas; Jisim alatan panduan peringkat 1 = 50 kg; Jisim tangki= 3% dari jisim bahan-dorongan; Nisbah tangki bahan-dorongan L-kepada-D = 10-kepada-1.

Andainya roket menghasilkan daya tujuh yang tetap, kira perkara-perkara berikut:

- [a] Jisim tangki bahan api, minyak dan tangki kedua-duanya.

(9 markah)

- [b] Jisim motor-motor dan keseluruhan kenderaan semasa pelancaran dan daya tujuh semasa pelancaran.

(8 markah)

- [c] Panjang dan diameter tangki minyak dan tangki bahan api (anggap kedua-duanya mempunyai diameter yang sama)

(8 markah)

- [d] Masa untuk pembakaran lengkap dan ketinggian roket ketika itu.

(10 markah)

ooo000ooo

